

УДК 523.036

В. М. Батуркин

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»

Терморегулирование микроспутников — современные тенденции

Надійшла до редакції 14.10.04

Зроблено огляд тенденцій побудови систем терморегулювання микроспутників. Наведено характеристики основних компонентів цих систем.

ВВЕДЕНИЕ

Материалы научно-технических конференций по малым спутникам [15—18], а также информация о текущих разработках и планируемых космических миссиях с их применением [<http://www.certaur.sstl.co.uk>] свидетельствуют о наличии устойчивого интереса к данному типу космических аппаратов. Актуальность разработок малых спутников объясняется прежде всего умеренной стоимостью и непродолжительным сроком их разработки (4—20 млн долларов США за 2—4 года), возможностью установки на них в качестве полезной нагрузки сложной научной аппаратуры, такой как многофункциональное оборудование и оптические системы. Также важным является возможность осуществления запуска таких КА в виде дополнительного груза, что существенно дешевле индивидуального запуска. Согласно классификации Космического центра фирмы «Surrey Ltd.», использующей в качестве критерия массу КА, предложены следующие условные группы: нано- и пикоспутники (масса менее 10 кг), микроспутники (масса в пределах 10—100 кг), мини-спутники (100—500 кг), а также малые межпланетные аппараты (более 500 кг). Типичные технические характеристики группы «малых» спутников приведены в табл. 1.

Ограничения при конструировании малых спутников, вызванные лимитом массы, электрической мощности и объема для установки полезной нагрузки и вспомогательных систем, предъявляет ряд жестких требований к системе терморегулирования (СТР). Анализ используемых подходов для выбора

типа СТР и ее компонентов позволяет более полно понять особенности синтеза таких систем и использовать эту информацию при создании малых спутников. Основное внимание в предлагаемом обзоре уделено группе «микроспутников» (масса до 100 кг), где особенно сложно найти компромисс при распределении массы, объема, энергопотребления между обязательными служебными системами и полезной нагрузкой.

С 1980 по 2002 гг. на околоземную орбиту было выведено более 250 микроспутников, разнородных по структуре и по условиям функционирования (рис. 1). Ниже мы рассмотрим основные принципы

Таблица 1. Характерные признаки малых спутников

Класс спутника	Масса, кг	Линейные размеры корпуса, м	Средняя мощность, Вт
Мини-спутники	100—500	> 1	< 100
Микроспутники	10—100	0.5—1	Десятки
Наноспутники	< 10	< 0.2	Единицы

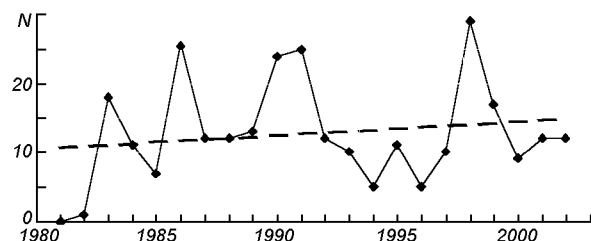


Рис. 1. Количество N запусков микроспутников в 1980—2002 гг. согласно данным Small Satellite Home Page (SSHHP)

построения систем теплового контроля, опираясь на опыт их проектирования ведущими производителями космического оборудования, среди которых Конструкторское бюро «Южное», Украина, фирма «Сари Сателлайт Текнолоджи Лимитед», Великобритания, Берлинский технический университет и др. [1, 2, 6, 10, 13, 15, 19, <http://www.ufa.cz2000>, <http://www.ee.surrey.ac.uk/EE/CSER/OUSAT/IJSSE/IJSSC/issue1/cjilla/cjilla.html>, http://electronics-cooling.com/Resources/EC-articles/SEPT96/Sep96_03.htm], а также базируясь на работах, выполненных коллективом лаборатории тепловых труб Национального технического университета Украины (КПИ) [7, 12, 14, 21], одним из членов которого является автор.

УСЛОВИЯ ВНЕШНЕГО ТЕПЛООБМЕНА

Микроспутники Земли могут функционировать как на низких круговых орбитах (450—1200 км) с орбитальными углами $-90^\circ < \beta < 90^\circ$, так и на высокоэллиптических орбитах. Они подвержены воздействиям прямого солнечного излучения, отраженного Землей солнечного излучения и собственного ИК-излучения Земли. Характерные значения падающих потоков для плоской поверхности, ориентированной в надир Земли на круговой орбите высотой 550 км с углом $\beta = 0^\circ$, составляют соответственно 1400, 150 (максимум 450) и 190 Вт/м².

Для теневых круговых орбит время пребывания в тени достигает 0.5 ч, для эллиптических — несколько часов. Методики детального определения величин внешних лучистых потоков, а также анализ влияния состава атмосферы и аэродинамического нагрева приведены в работах [1—3, 6, 10, 14, 19, 20].

Выделим несколько вариантов ориентаций микроспутников: а) хаотическая ориентация; б) одна из осей направлена на Солнце; в) одна из осей перпендикулярна к направлению солнечных лучей; г) одна ось направлена по вектору скорости; д) ось направлена к центру Земли; е) трехосная ориентация, когда каждая ось может ориентироваться по заданному сценарию.

Принятый вариант ориентации микроспутника определяет выбор системы стабилизации, а также расположение солнечных панелей и радиаторов-излучателей СТР. Применяемые в микроспутниках системы ориентации основаны на стабилизации вращением, гравитацией, реакции вытекающих газовых струй, а также использовании двигателей-маховиков и моментных магнитопроводов [3].

КОНЦЕПЦИИ ПОСТРОЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ СХЕМ

При построении системы терморегулирования доминирующими являются три подхода: автономная, централизованная и комбинированная концепция. Согласно автономной концепции каждый из рассматриваемых приборов термически изолирован от других (порядок термического сопротивления более 10—100 К/Вт) и имеет собственное терморегулирование. Требуемая температура прибора поддерживается при достижении баланса между тепловыделением прибора и теплообмена с окружающей средой и посадочными местами микроспутника. Уровни температур прибора и микроспутника могут существенно отличаться (до 100 К). Особенность централизованной концепции заключается в том, что приборы должны быть хорошо термически связаны между собой (порядок термического сопротивления менее 1 К/Вт). Энергия тепловыделения приборов передается к основному радиатору-излучателю теплопроводностью по корпусу микроспутника, излучением, контактным теплообменом, специальными теплопроводами (тепловыми трубами) или потоком среды (при герметичном исполнении спутника). На практике наиболее распространенной является комбинированная концепция, в которой одна часть приборов имеет автономный тепловой контроль, а другая часть — централизованный.

Каждая из концептуальных схем имеет свои преимущества и недостатки. Достоинствами автономной схемы являются возможность независимого проектирования прибора и поддержание отличного от остальных приборов уровня температур, однако каждый из приборов должен иметь собственную СТР. Также важно отметить, что при малой теплоемкости прибора (1—1000 Дж/К) колебания его температуры при движении по орбите могут быть значительными из-за существенного отличия внешних условий на освещенном Солнцем и находящимся в тени участках орбиты.

Преимуществами централизованной концепции являются привязка температур приборов к одной базовой температуре, однотипность конструирования системы терморегулирования, «сглаживание» влияния внешних тепловых возмущений, уменьшение количества радиаторов и температурная однородность в объеме. Однако равновесная температура микроспутника при отсутствии активных способов влияния на нее (например, подвод дополнительного тепла от электрических нагревателей, либо путем изменения ориентации радиатора относительно Солнца или его оптических свойств) не может быть скорректирована или изменена в ходе эксплуатации.

Первичная оценка площади F_p плоского радиатора-излучателя прибора осуществляется на основе анализа уравнения баланса тепловых потоков с использованием усредненных по орбите оценок тепловыделения прибора $\bar{Q}_П$, плотности \bar{q}_C поглощенного радиатором потока от Солнца, плотности отраженного Землей солнечного потока \bar{q}_{O3} и ИК-излучения Земли $\bar{q}_{ИК}$:

$$F_p \varepsilon \cdot \sigma (\bar{T}_p^4 - T_0^4) \geq \bar{Q}_П + F_p \cdot \bar{q}_{ИК} + F_p (\bar{q}_{O3} + \bar{q}_C) + Q_{РК},$$

где величины $\bar{q}_{ИК}$, \bar{q}_{O3} , \bar{q}_C нормализованы к плоскости радиатора и являются функциями ориентации радиатора относительно Земли и Солнца, величина $Q_{РК}$ — теплообмен радиатора с корпусом микроспутника, \bar{T}_p — заданная усредненная температура радиатора, К; T_0 — температура окружающей среды, ε — степень черноты покрытия радиатора. Уточнение значений размера радиаторов и температур T_p проводится на основе программных комплексов, обеспечивающих решение систем уравнений теплового баланса в нестационарном режиме для составляющих микроспутника.

На определение места рационального расположения радиатора излучателя существенное влияние оказывает ориентация микроспутника. Если ось вращения микроспутника перпендикулярна к направлению теплового потока от Солнца, внешняя (боковая) оболочка вполне может обеспечивать сток тепла от внутренних источников (рис. 2, а). Так, при соотношении оптических свойств ее покрытия $\alpha_s/\varepsilon < 1$ (α_s — коэффициент поглощения солнечного излучения) температура поверхности будет близка к 10—20 °С [14]. Если ось вращения совпадает с направлением теплового потока от Солнца, для расположения радиатора может использоваться поверхность, расположенная в затененной зоне. Лобовые поверхности микроспутника, на которые солнечный тепловой поток падает по нормали, могут либо теплоизолироваться от излу-

чения, либо покрываться селективными оптически покрытиями ($\alpha_s \approx 0.2$, $\varepsilon \approx 0.85$). Это позволяет понизить температуру до 30 °С и использовать эту поверхность в качестве радиатора для отвода выделяющегося во внутреннем пространстве тепла (рис. 2, б).

При трехосной ориентации, в случае, когда одна ось ориентирована на Солнце, вполне оправдана установка радиаторов-излучателей на боковых поверхностях, а также на лобовой поверхности. При этом отвод тепла может быть организован как через один радиатор (централизованная схема), так и через несколько радиаторов, рассредоточенных по спутнику и обеспечивающих автономное решение тепловых режимов элементов КА (рис. 2, в). Объединение тепловой связью всех компонентов микроспутника приводит к существенному увеличению теплоемкости системы, что уменьшает температурную неоднородность по объему, снижает температурные деформации и колебания температуры самого радиатора при прохождении освещенных и теневых участков орбиты.

При хаотической ориентации (свободно летящие объекты) любая зона боковой поверхности может быть использована для установки радиаторов.

Необходимо также отметить, что подавляющее большинство современных микроспутников выполнены как негерметичные объекты, в которых транспорт тепловой энергии от источника (прибор, отсек) до радиатора осуществляется излучением, теплопроводностью или по специальным теплопроводам.

Рассмотрим технические параметры типичного микроспутника (негерметичный корпус, централизованная схема, одноосная солнечная ориентация) со средней тепловой мощностью 40 Вт:

- размеры микроспутника — куб $0.5 \times 0.5 \times 0.5$ м;
- площадь наружной поверхности спутника — 1.5 м^2 ;
- площадь радиатора, расположенного в теневой зоне, в зависимости от орбиты — $0.1\text{--}0.2 \text{ м}^2$;

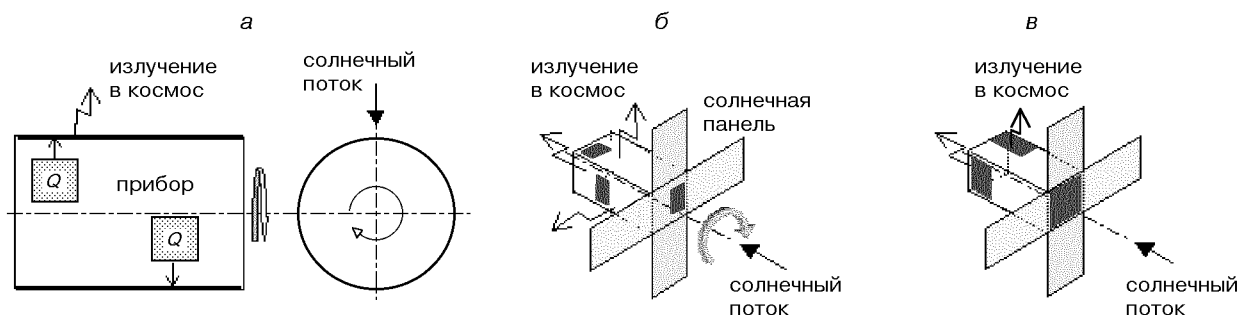


Рис. 2. Концепции построения систем терморегулирования: а — ось вращения перпендикулярна к направлению солнечного потока, б — ось вращения совпадает с направлением солнечного потока, в — схема расположения радиаторов на спутнике с трехосной стабилизацией с продольной осью, направленной на Солнце

- температура поверхности радиатора-излучателя — 280 К.

Для обеспечения теплового режима такого спутника большую часть его наружной поверхности — почти 1.3 м^2 — необходимо защищать экранно-вакуумной изоляцией от теплового воздействия внешних источников. Стабильность температуры радиатора (в централизованной системе) и, соответственно, всего остального приборного оборудования будет зависеть от постоянства внутреннего тепловыделения и внешних теплопритоков. Так, для приведенных выше данных при температуре радиатора 280 К изменение усредненного внутреннего тепловыделения на 1 Вт приводит к сдвигу температуры радиатора на примерно 1 К.

Обязательным атрибутом микроспутника являются солнечные панели, которые занимают, как правило, более 0.5 м^2 его поверхности. Солнечные панели устанавливаются непосредственно на корпусе, являясь органической частью его поверхности (неподвижные панели), или примыкают к его внешней поверхности (открываемые панели). Открываемые панели на микроспутниках, как правило, не имеют механизма переориентации относительно корпуса. Для космических аппаратов, не имеющих преимущественной ориентации на Солнце, солнечные панели покрывают большую часть поверхности корпуса с целью увеличения площади освещаемой поверхности.

Требования к температурному режиму типичных компонентов микроспутника приведены в табл. 2 [19], а также, например, в работах [10, 13, 14, 19]. Видно, что наиболее чувствительными устройствами являются аккумуляторы электрической энергии, оптическая аппаратура и индивидуальная по-

лезная нагрузка. Среднеорбитальное тепловыделение внутри микроспутника, обусловленное постоянным или периодическим функционированием служебной аппаратуры и полезной нагрузки, находится в диапазоне 15—50 Вт. Типичными тепловыделяющими компонентами являются бортовой компьютер, передатчики, система ориентации и электрические аккумуляторы. Постоянная работа аппаратуры полезной нагрузки практически исключает скачкообразное выделение тепловой энергии. При периодическом функционировании полезной нагрузки, например при сканировании поверхности Земли охлаждаемыми приемниками излучения, пик тепловыделения достигает величины 200 Вт в течение 10—20 мин.

Наблюдаются два организационных подхода к обеспечению теплового режима полезной нагрузки. Первый: полезная нагрузка и служебные системы разрабатываются и компонуются одним разработчиком. В этом случае предусматривается совместное решение тепловой задачи для всего микроспутника, как для полезной нагрузки, так и для служебных систем всего спутника. Второй: потребителю предлагается многоцелевой корпус микроспутника с выделенным местом для полезной нагрузки. Граничным условием для тепловой привязки полезной нагрузки является тепловой режим микроспутника.

Анализ работ [8, 15—18, а также <http://www.certaur.sstl.co.uk>, http://electronics-cooling.com/html/2000_jan_a2.html, <http://www.ufa.cz2000>] позволяет выделить ряд потенциальных задач, связанных с обеспечением тепловых режимов в микроспутнике, решение которых потребует в ближайшее время поиска новых подходов при разработке эффективных систем теплового контроля. К числу таких задач относятся:

- обеспечение геометрической и размерной стабильности несущего каркаса (рамы) микроспутника при одновременном решении задач обеспечения теплового режима, что связано с тенденцией оснащения микроспутников высокоточным оптическим оборудованием, имеющим жесткие допуски взаимного расположения оптических осей [8, 12];
- отвод от элементов бортового оборудования теплоток с мощностью 30...50 Вт и плотностями тепловыделения $0.08\text{—}0.2 \text{ МВт/м}^2$;
- обеспечение совместного функционирования приборов, требующих различных температурных уровней [8];
- миниатюризация космического оборудования и компактность сборки в условиях ограниченного пространства микроспутников требуют соответ-

Таблица 2. Типичные температурные условия эксплуатации

Наименование компонентов	Температура, °С	Пиковая мощность, Вт
Электрическое оборудование	-10...+40	10 для блока
Электрические аккумуляторы	-5...+15	20
Газ в системе ориентации	+9...+50	—
Микропроцессоры, электронные компоненты	-5...+40	20
Несущий каркас	-5...+40	—
Солнечные элементы	-60...+55	—
Твердотельные диоды	-60...+90	—
Датчики ориентации	-5...+45	5
Оптика	21	10
Полезная нагрузка	Индивидуально	150
Откидные панели, штанги, вынесенные датчики	-100...+120	—
Весь микроспутник	—	250 в среднем 20—60

ствующей миниатюризации и монтажной гибкости элементов систем терморегулирования;
— увеличение срока эксплуатационного ресурса систем терморегулирования до 5—10 лет.

Схемные решения СТР (для микроспутников они, как правило, пассивные) базируются на использовании последовательно/параллельно соединенных компонентов системы теплового контроля, характеристики которых и способ их соединения определяют тепловые параметры всей системы. Характеристики важнейших компонентов СТР приведены ниже.

КОМПОНЕНТЫ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Типичная система терморегулирования микроспутников состоит из экранно-вакуумной теплоизоляции, радиационных поверхностей, теплопроводов (включая тепловые трубы), теплоизоляторов, тепловых аккумуляторов и электрических нагревателей.

Теплоизоляция служит для теплового изолирования приборов друг от друга и от воздействия внешних тепловых факторов, таких как солнечный поток и окружающее пространство. Типичная экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) для микроспутников состоит из 20—30 внутренних слоев алюминизированного (одно- или двустороннее покрытие) лавсана толщиной 6 мкм. Внутренний и

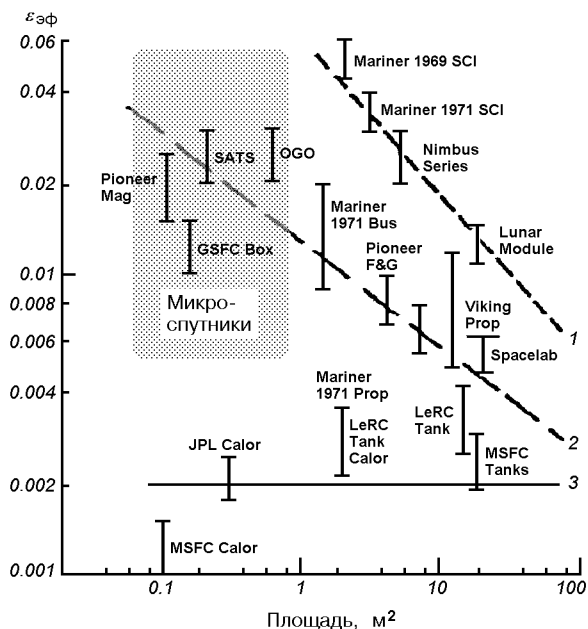


Рис. 3. Эффективный коэффициент излучения пакетов многослойной вакуумной теплоизоляции как функция от площади и неоднородности пакетов [14]: 1 — высокая неоднородность, 2 — средняя, 3 — низкая

внешний слой из алюминизированного каптона имеют толщину 25 или 50 мкм. Один квадратный метр (масса порядка 0.3 кг) такой изоляции с эффективным коэффициентом излучения $\varepsilon_{эф} = 0.03$ отводит в космос приблизительно 10 Вт тепловой энергии. Величина $\varepsilon_{эф}$ зависит от размера и конструктивного выполнения пакетов ЭВТИ, средней температуры, давления, уплотнения пакетов, наличия швов, накладок и щелей. Резюме относительно величины эффективного коэффициента излучения пакетов ЭВТИ представлено в работе [14] (рис. 3). Рекомендованное для предварительных расчетов значение $\varepsilon_{эф}$ ЭВТИ находится в диапазоне 0.03 ± 0.02 [14].

Радиационные поверхности служат для отвода тепловой энергии излучением в окружающее пространство, для поглощения требуемого количества тепловой энергии или для обеспечения заданной равновесной температуры. Оптические покрытия, обработка поверхности, напыление, электрохимические покрытия и селективные покрытия могут обеспечивать значения $0.1 < \varepsilon/\alpha_s < 10$ [19]. Для типичного оптического селективного покрытия $\alpha_s \sim 0.2$, $\varepsilon \sim 0.85$. На рис. 4 представлены оптические свойства для некоторых покрытий и типов обработки поверхности [14].

Значения $\varepsilon = 0$, $\alpha_s = 0$ соответствуют идеальному отражателю, $\varepsilon = 1$, $\alpha_s = 0$ — идеальному покрытию для радиационных поверхностей микроспутников, $\varepsilon = 0$, $\alpha_s = 1$ — идеальному поглотителю солнечного излучения, $\varepsilon = 1$, $\alpha_s = 1$ — идеальному поглотителю излучения.

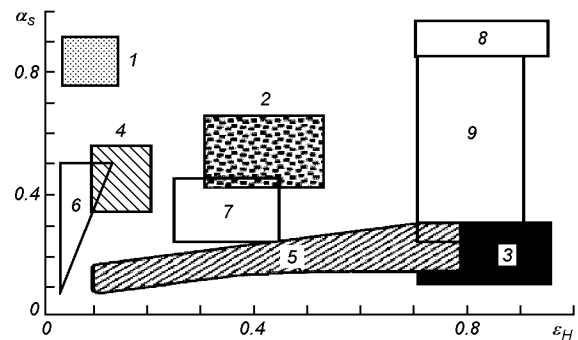


Рис. 4. Значения излучательной способности ε_H и коэффициента поглощения солнечного излучения α_s [14] для некоторых поверхностей: 1 — селективные солнечные поглотители; 2 — металлы, подвергнутые пескоструйной обработке, и защитные покрытия; 3 — белые краски и селективные покрытия на основе напыленного кварца; 4 — необработанные металлы; 5 — диэлектрические пленки на полированных металлах, 6 — полированные металлы, 7 — металлические краски, 8 — черные краски, 9 — серые и светлые краски

Теплопроводы. Теплопередача внутри спутника осуществляется излучением, теплопроводностью через структурные элементы и с помощью теплопроводов. Роль излучения при температурах 260—300 К и неизотермичности по объему порядка 10—20 К незначительна. Однако она важна для узлов, функционирующих при температурах 90—240 К. В качестве теплопроводов могут использоваться элементы несущей структуры спутника, изготовленные из алюминиевых сплавов. Эти, а также бериллиевые сплавы применяются для аккумуляции энергии в переходных процессах ($\rho = 2700 \text{ кг/м}^3$, теплопроводность $\lambda = 150 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\text{К}^{-1}$, теплоемкость $c_p = 900 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}\text{К}^{-1}$, $\rho c_p = 2.43 \text{ МДж}\cdot\text{м}^{-3}\text{К}^{-1}$), бериллий — для передачи и аккумуляции тепла ($\rho = 1850 \text{ кг/м}^3$, $\lambda = 180 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\text{К}^{-1}$, $c_p = 1880 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}\text{К}^{-1}$, $\rho c_p = 3.48 \text{ МДж}\cdot\text{м}^{-3}\text{К}^{-1}$). Теплопроводы могут быть изготовлены из гибких медных нитей в виде кабеля [4, 5]). Этот материал имеет определенную гибкость и является хорошим проводником тепла (типичное термическое сопротивление более 2 К/Вт). Такие теплопроводы позволяют соединять элементы с заранее неизвестным расположением и уменьшить передаваемый момент сил в точках присоединения теплопровода (механическое воздействие может возникнуть вследствие термического расширения, вибраций или манипуляций с изделием).

Другим типом эффективных теплопроводов являются тепловые трубы, в которых перенос тепловой энергии осуществляется движением теплоносителя в цикле «испарение — конденсация». В микроспутниках, как правило, используются тепловые трубы, заполненные аммиаком и имеющие капиллярную структуру в виде продольных (аксиальных) каналов, изготовленных путем экструзии. Типичный профиль имеет диаметр более 8 мм, тепловое сопротивление менее 0.1 К/Вт. Путем подбора типа капиллярной структуры (металлические войлоки,

порошки, сетки) и типа теплоносителя можно обеспечить работоспособность тепловой трубы на требуемой части температурного диапазона от -190 до $+100$ °С [7].

Иллюстрацией применения тепловых труб в системе теплового контроля могут служить микроспутники BIRD, «Magion-4» и «Magion-5» [12, 21]. Целью применения тепловых труб в обоих примерах была передача тепла между отдаленными зонами спутника (на расстояние 0.5 м между передним и тыльным отсеками спутников типа «Magion», и на расстояние 0.3 м между отсеком полезной нагрузки и главным радиатором спутника BIRD). Конфигурация тепловых труб представлена на рис. 5. Конструкции тепловых труб разработаны и изготовлены в НТУУ КПИ.

В космических проектах ближайших лет будут использоваться новые модификации тепловых труб, а именно тепловые микротрубы с характерными размерами корпуса 1—6 мм и контурные тепловые трубы. Тепловые микротрубы имеют вставную капиллярную структуру или профилированные канавки; материал их оболочки — медь или серебро; типичный диаметр окружности 1—6 мм; длина — до 100 мм, теплоноситель: спирты, вода; плотность теплового потока составляет 20—100 кВт/м²; тепловое сопротивление собственно тепловых труб составляет 0.5—10 К/Вт. Тепловые микротрубы также могут быть выполнены в виде плоских пластин шириной 20—40 мм, длиной 110 мм и толщиной 1—3 мм.

Все виды тепловых труб имеют ограничения по передаваемой мощности при функционировании в поле сил гравитации, действующей во время проведения наземных испытаний. В результате воздействия сил гравитации не всегда удастся воспроизвести условия функционирования тепловых труб из-за прерывания их функционирования. Инновационное направление в технологии тепловых труб — это контурные тепловые трубы, которые могут функционировать независимо от направления гравитации. При этом расстояние между зонами теплоподвода и теплоотвода может достигать нескольких метров при передаваемой мощности порядка десятков Ватт. Трубопроводы, соединяющие зоны теплоподвода и теплоотвода в контурных тепловых трубах, представляют собой гибкие тонкостенные трубки диаметром 2—4 мм, что позволяет применять это устройство для теплового соединения движущихся частей, например для открывающегося радиатора-излучателя.

Тепловой контакт. В зоне механического соединения деталей возникают тепловые контакты между элементами. При плотности тепловых потоков

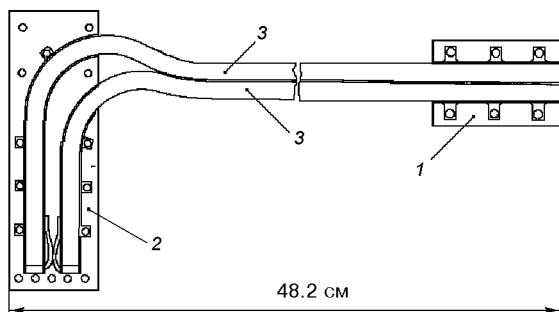


Рис. 5. Схема тепловых труб для микроспутников «Magion»: 1 — зона подвода тепла, 2 — зона отвода тепла, 3 — зона транспорта тепла

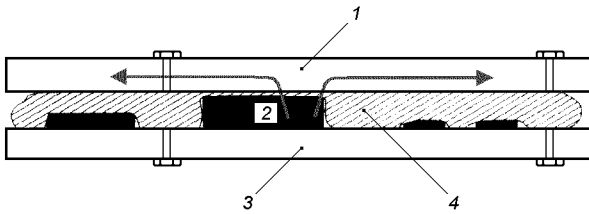


Рис. 6. Охлаждение электронных компонентов с помощью деформируемой теплопроводной прокладки: 1 — тепловой и электромагнитный экран, 2 — электронные компоненты, 3 — электронная плата, 4 — деформируемая прокладка

более 10 кВт/м^2 температурный перепад в зоне теплового контакта достигает 10 К и более, что недопустимо. С целью уменьшения перепадов температур на тепловом контакте применяются различные типы прокладок, смазок и герметиков, устанавливаемых между соединяемыми деталями. Типичная теплопроводность прокладок составляет $1\text{—}6 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$, толщина $0.15\text{—}0.3 \text{ мм}$, они могут применяться при невысоком давлении сжатия ($0.7\text{—}2 \text{ бар}$) и позволяют уменьшить сопротивление контакта в местах соединения в несколько раз [11]. Отвод тепла от микроэлементов с неплоской геометрией поверхности осуществляется с использованием конформных (деформируемых) прокладок в зазорах величиной $1\text{—}4 \text{ мм}$. Типичная схема применения деформируемой прокладки показана на рис. 6 применительно к охлаждению микропроцессора, требующего установки электромагнитного экрана.

Обзор имеющихся средств, улучшающих тепловой контакт, насчитывает более 100 наименований таких материалов, как электропроводных, так и электроизоляционных [14]. Эксперименты, проведенные в НТУУ КПИ при выборе прокладок для улучшения контакта при присоединении тонкого металлического профиля (толщина $1\text{—}1.5 \text{ мм}$) к массиву (обе детали изготовлены из сплава алюминия) свидетельствуют о том, что они не всегда эффективны. Кроме того, при применении в космосе теплопроводных прокладок, смазок, наполнителей, герметиков и клеев есть опасность возможного загрязнения узлов микроспутника вследствие газовой выделении этих материалов. Так, например, из одиннадцати исследуемых материалов, отобранных для использования в микроспутнике BIRD [8, 12] для уменьшения контактного термического сопротивления, успешно прошли испытания и удовлетворяли критериям стандарта ESA [9] только четыре. Другая важная проблема обеспечения надежности применения этих материалов связана с их стабиль-

ностью при действии различных факторов космической среды.

К теплопроводам также относятся такой класс пассивных устройств, как распределители (трансформаторы) теплового потока, служащие для охлаждения элементов с плотностями тепловыделения более 50 кВт/м^2 . Эти устройства устанавливаются между тепловыделяющим элементом и стоком тепла и понижают плотности тепловыделения у стока за счет большей, чем у самого элемента, площади контакта со стоком тепла. Типичные материалы для таких распределителей — медь и алюминий. Возможно также использование для этой цели плоских панелей, собранных из цилиндрических тепловых труб, или плоских тепловых труб. Имеются примеры успешного конструирования распределителей теплового потока с использованием графитовых пиролитических порошков и графитовых волокон с теплопроводностью материала $600\text{—}1000 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$ [14].

Теплоизолирующие элементы. Важным средством пассивного терморегулирования также являются низкотеплопроводные опоры и стойки. Они служат механическим основанием для устройства (частей устройства) на микроспутнике и одновременно служат для теплового изолирования этого устройства. Такая мера необходима главным образом для устройств с автономным терморегулированием или для устройств и их частей, которые функционируют на температурном уровне, существенно отличающемся от температур внутренних частей спутника.

Типичные материалы для таких конструктивных элементов — это материалы с низкой теплопроводностью, в том числе пластмасса, стекло- и графитовое волокно ($\lambda = 0.5\text{...}2 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$), нержавеющая сталь ($\lambda = 14 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$), сплавы титана ($\lambda = 8\text{...}15 \text{ Вт}\cdot\text{м}^{-1}\cdot\text{К}^{-1}$).

Выбор материала в каждом конкретном случае определяется требуемой величиной термического сопротивления между устройством и его посадочным местом, уровнем температур, величиной деформаций при изменении температур и механическими качествами конструкции. Как пример на рис. 7 приведена конструкция опоры для установки

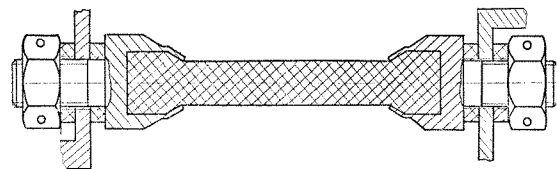


Рис. 7. Схема типичной низкотеплопроводной опоры прибора (длина опоры 52 мм)

двухкилограммового прибора. Четыре опоры обеспечивают термическое сопротивление более 400 К/Вт и фактически теплоизолируют прибор от структуры космического аппарата [4, 5].

Другие компоненты СТР. Такие эффективные средства терморегулирования как жалюзи, радиаторы с переменными оптическими свойствами, аккумуляторы тепла, регулируемые электрические нагреватели мы не рассматривали, однако при необходимости они также могут применяться для конструирования системы теплового контроля микроспутников. Современная конструкторская мысль демонстрирует новые перспективные разработки элементов систем терморегулирования, среди которых следует отметить покрытия с переменной и управляемой степенью черноты (изменение степени черноты в диапазоне 0.2—0.8); микрожалюзи (изменение эффективной степени черноты в два раза); механические тепловые микрокоммутаторы тепловой цепи (изменение термического сопротивления 100:1); композитные материалы углерод—углерод с плотностью 2000—3000 кг/м³, теплопроводностью 400—1100 Вт·м⁻¹К⁻¹ и минимальным коэффициентом линейного расширения, которые могут применяться для изготовления несущей конструкции микроспутника [14, 20].

ПРОГРАММНЫЕ КОМПЛЕКСЫ ТЕПЛООВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Проектирование системы обеспечения тепловых режимов микроспутника и его элементов является комплексной проблемой, требующей решения задач внешнего лучистого теплообмена (оболочка КА — внешняя среда), задачи внутреннего теплообмена (кондуктивно — радиационный перенос), а также прочностных задач, определяющих механические свойства элементов. Упрощенные аналитические решения, как правило, используются на этапе формирования концепции построения системы терморегулирования. Для дальнейшей углубленной проработки системы терморегулирования применяется широкий спектр коммерческих программ, базирующихся на численных методах. Не рассматривая достоинства и недостатки имеющихся коммерческих программ, их стоимостные параметры, можно отметить следующие программные пакеты.

1. ESATAN, ThermXL, SINDA/G, SINDA/FLUINT, TAK2000 — определяется температурное поле объекта, представляемого совокупностью материальных точек с сосредоточенными параметрами (теплоемкостью и тепловыделением). Пакеты

имеют логические операторы и набор готовых функциональных подпрограмм для стандартных элементов (нагреватели, плавящиеся аккумуляторы, жалюзи, тепловые трубы).

2. NASTRAN, COSMOS, ANSYS, FLOTHERM, TAS, TAK2000 — объект представляется моделью с распределенными параметрами с использованием его геометрического образа и теплофизических свойств. Применяются методы конечных элементов и конечных разностей. Логические операторы, как правило, в этих программах отсутствуют. Готовые подпрограммы для включения функциональных стандартных элементов СТР ограничены нагревателями, регулирующими контроллерами «включено — выключено» и пропорциональными, термобатареями Пельтье.

3. OAZIS, ESARAD, TERMICA, TRASYS, RadCAD, NEVADA, SSPTA. Пакеты используются для расчета радиационного теплообмена как для внутренней, так и для внешней задач на основе геометрии и оптических свойств объекта. Они позволяют определять тепловые потоки от Земли и Солнца на основании параметров орбиты и ориентации микроспутника, а также решать задачи лучистого теплопереноса при диффузионном и зеркальном отражении.

4. Интегрированные пакеты, в которых выполняется комплексное решение задач кондуктивно — радиационного теплообмена: TRASSA разработки Института низких температур НАН Украины, Termica (ASTRIUM, Европейский консорциум), IDEAS (MAYA, Канада), ITAS (Analytix Corp., США), SSPTA/386 (Swales and Associates, Inc., США), ESATAN + ESARAD (Alstom Power Technology Centre, Великобритания) и др.

5. Специализированное программное обеспечение, применяемое для расчета отдельных элементов системы терморегулирования:

- для определения теплопроводности механических контактов,
- для расчета термоэлектрических элементов,
- для проектирования тепловых труб различных модификаций.

При подготовке тепловой модели микроспутника повышенное внимание следует уделять:

- сбору информации о новых используемых материалах и анализу достоверности их теплофизических свойств: теплопроводности, теплоемкости, плотности, изотропии свойств, коэффициента линейного расширения, температурной зависимости свойств;
- поиску сведений об изменении оптических свойств покрытий во время эксплуатации для солнечного и ИК-диапазона длин волн: степени

черноты и коэффициента поглощения, коэффициента пропускания, коэффициента отражения. Указанные данные применимы при условии диффузионного отражения. При зеркальном или частично зеркальном отражении набор исходных данных должен дополняться с соответствующей коррекцией математической модели;

- определению реальных значений проводимости тепловых контактов в местах соединения и возможной экспериментальной проверке;
- разработке критериев, используемых для упрощения тепловой модели объекта, структуризации и упрощению тепловой схемы;
- выявлению функциональных зависимостей для внешних и внутренних тепловых нагрузок, определению преобладающих механизмов теплопередачи;
- отслеживанию происходящих во время разработки микроспутника механических и структурных изменений в его конструкции и, соответственно, адекватной и оперативной модификации тепловой модели.

Идеальным вариантом реализации теплового моделирования могло бы быть использование для построения геометрического образа микроспутника рабочих чертежей его деталей и узлов с дополнением модели тепловыми граничными условиями и условиями сопряжения деталей. Однако, в настоящее время тепловые модели строятся с многочисленными упрощениями геометрической модели, а часто — к трансформации ее к системе узлов (точек), не имеющих геометрического образа. Типичная спецификация тепловой модели космического корабля в 1969 г. состояла из 100 узлов (точек) с 150 тепловыми связями между ними, а в 1984 г. — 500 узлов с 13000 тепловыми связями [19].

Конечной целью разработки и использования тепловой модели микроспутника является определение температур элементов микроспутника для набора типичных эксплуатационных условий. Как правило, это «холодный» и «горячий» случаи эксплуатации, варианты с отказом функционирования некоторых элементов, параметрический анализ с целью изучения влияния изменения теплофизических и оптических свойств. В случае, если определенные температуры выходят за допустимые границы эксплуатации, проводится поиск уточненных теплотехнических параметров составляющих системы терморегулирования, при которых выполняются условия эксплуатации. Если же уточненные параметры не могут быть найдены, необходим пересмотр принятой концепции системы теплового ре-

гулирования либо для объекта в целом, либо для рассматриваемого прибора.

Тестирование и экспериментальная проверка функционирования системы терморегулирования являются обязательным дополнением ко всему комплексу работ по разработке системы терморегулирования микроспутника. Как правило, система терморегулирования тестируется до запуска. Типичная идеология предполагает проверки, начиная с отдельного элемента (например тепловой трубы), затем на уровне системы (например системы теплового контроля электронного блока) и завершается испытанием полномасштабного микроспутника. Проведение нескольких последовательных серий испытаний (для теплового макета, конструкторско-доводочного образца, летного образца), по результатам каждой из которых проводится уточнение конструкции, должно отсеять все ошибки в конструкции системы терморегулирования для летного образца микроспутника. Условия проведения испытаний системы терморегулирования необходимо приближать к условиям реальной эксплуатации в космическом пространстве [6]. Для моделирования тепловых условий космического пространства используются термовакуумные камеры. Типичные условия в термовакуумной камере для испытания микроспутников, имеющих температуру поверхностей не более 400 К, предполагают:

- внутренние размеры, не менее: длина 2 м, диаметр 1.5 м [13];
- рабочее давление в камере составляет менее 0.0013 Па (10^{-5} торр) при условии использования оборудования, исключающего наличие паромасляных следов;
- температура внутренней поверхности термовакуумной камеры находится на уровне $-190\text{ }^{\circ}\text{C}$, а степень черноты этой поверхности превышает 0.9;
- имеются средства имитации тепловых потоков, попадающих на микроспутник от Земли и Солнца при его движении по орбите. Лучистые тепловые потоки от Земли и Солнца могут моделироваться с помощью нагревателей, установленных на излучающих поверхностях. Величины тепловыделений нагревателей определяются на основе прогнозируемых значений поглощенных потоков на основе орбитальных данных, оптических свойств поверхности и геометрии объекта. Более корректно земное излучение моделируется тепловыми радиационными стоками с регулируемой температурой, а солнечные потоки — с помощью солнечных имитаторов (в США имеется более 40 термовакуумных камер с

солнечными имитаторами с размером солнечного пятна не менее 1.2 м [14]).

Обязательными термовакуумными испытаниями являются режимы условий «холодного» и «горячего» случаев эксплуатации. Микроспутник должен достичь состояния теплового равновесия при условиях, определяющих каждый случай. Полученные температуры характерных точек микроспутника служат для подтверждения принятой концепции системы теплового регулирования и уточнения принятых параметров в математической модели этой системы (тепловых проводимостей и теплоемкостей). Следует отметить, что несмотря на экспериментальную проверку системы теплового контроля для «холодного» и «горячего» случаев при реальной эксплуатации микроспутника возможны ситуации, которые нельзя предвидеть и проанализировать. Кроме того, моделирование космической среды проводится с определенными погрешностями. Поэтому в работе [14] рекомендуется расширить температурные пределы эксплуатации оборудования микроспутника на ± 11 К, чтобы компенсировать влияние возможных неопределенностей на температурный режим при функционировании на орбите.

ВЫВОДЫ

На основе обзора литературных данных, а также опыта, приобретенного в Национальном техническом университете Украины (КПИ) при разработке СТР для микроспутников «Magion-4» (1995 г.), «Magion-5» (1996 г.) и BIRD (2001 г.), проведен анализ тепловых условий функционирования и используемых концепций построения систем теплового контроля микроспутников (масса спутника менее 100 кг). Установлено, что наиболее распространенной является комбинированная концепция построения СТР, сочетающая признаки автономной и централизованной концепций. СТР использует пассивный принцип терморегулирования, в котором тепловое равновесие микроспутника (или прибора) при заданной температуре достигается путем подбора площади поверхности и оптических свойств радиаторов-излучателей. Систематизированы и численно охарактеризованы следующие используемые пассивные компоненты СТР: экранно-вакуумная теплоизоляция, радиационные поверхности, теплоизоляционные опоры, теплопроводы, контактные соединения, и приведены данные о новых конструктивных разработках. Анализ характеристик коммерческих программных комплексов для теплового проектирования показал существование двух подходов к моделированию — представления

объекта как системы точек с сосредоточенными параметрами и как представления объекта на основе его геометрического образа. Оба подхода требуют проведения упрощения реальной тепловой схемы. Подтверждение или уточнение принятой тепловой концепции осуществляется на основе результатов испытаний в условиях, как можно более полно имитирующих реальные. Компенсация неопределенностей принятых внешних граничных условий, свойств и используемых упрощений осуществляется за счет расширения температурного диапазона эксплуатации приборов и служебного оборудования микроспутника.

1. Андреанов В., Артамонов В., Атманов И. Т. и др. Автономные планетарные станции. — М.: Наука, 1973.—280 с.
2. Залетаев В., Капинос Ю., Сургучев О. Расчет теплопередачи в космических аппаратах. — М.: Машиностроение, 1979.—208 с.
3. Инженерный справочник по космической технике / Под ред. А. В. Солодова. — М.: Военное изд-во Министерства обороны СССР, 1977.—430 с.
4. Костенко В., Батуркин В., Гречина Н. и др. Криогенная система для видеоспектрометрического комплекса (ВСК) охлаждения в проекте ФОБОС. — М., 1988.—39 с.—(Препринт / АН СССР. Ин-т космич. исслед.; Pr-1409).
5. Телевизионное исследование кометы Галлея / Аванесов Г., Зиман Я., Тарнопольский В. и др. — М.: Наука, 1989.—295 с.
6. Фаворский О., Каданер Я. Вопросы теплопередачи в космосе. — М.: Вышп. шк., 1972.—280 с.
7. Baturkin V., Zhuk S., et al. Autonomous heat pipe systems for electronic components thermostating at near-Earth orbit exploitation // Proc. of 24th International Conference on Environmental Systems. Friedrichshafen, Germany, June 20-23, 1994. — Friedrichshafen, 1994.—rep. N 941302.
8. Briess K., Barwald W., Lura F., et al. The BIRD mission is completed for launch with the PSLV-C3 in 2001 // Digest of the 3rd International Symposium of IAA «Small Satellites for Earth Observation. Berlin, April 2—6, 2001. — Berlin: Wissenschaft und Technik Verl., 2001.—P. 323—326
9. ECSS-Q-70-02A. Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials. 26 May 2000, ESA-ESTEC.—44 p.
10. Fundamental of space systems / Eds V. L. Pisacane, R. C. Moore. — Oxford: Univ. press, 1994.—784 p.
11. Latham C. Technical Brief. Thermal resistance of interface materials as a function of pressure // ElectronicsCooling.—1996.—2, N 3.—P. 35.
12. Lura F., Biering B., Baturkin V., et al. Heat pipe application for thermal stable bench arrangement in small satellite design // Proc. of the 30th International Conference on Environmental Systems (ICES) and 7th European Symposium on Space Environmental Control Systems, Toulouse, France, July 10-13, 2000, rep. N 2000-01-2460.—10 p.
13. Lura F., Hagelschuer D. System conditioning — our ways and testing tools for the development of reliability for spaceborne components and small satellites // Digest of the 1st International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, November 4—8, 1996.—P. 365—368.
14. Satellite thermal control handbook / Ed. by D. Gilmore D. — California: The Aerospace Corporation Press, El Segundo, 2002.—836 p.

15. Small satellites for Earth observation // Digest of the 1st International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, November 4—8, 1996. — Berlin: Walter de Gruyter & Co., 1996.—477 p.
16. Small satellites for Earth observation // Digest of the 2nd International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, April 12—16, 1999. — Berlin: Wissenschaft und Technik Verl., 1999.—426 p.
17. Small satellites for Earth observation // Digest of the 3rd International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, April 2—6, 2001. — Berlin: Wissenschaft und Technik Verl., 1999.—454 p.
18. Small satellites for Earth observation // Digest of the 4th International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, April 7—11, 2003. — Berlin: Wissenschaft und Technik Verl., 2003.—434 p.
19. Spacecraft system engineering / Eds P. Fortescue, J. Stark: 2nd edition. — New York: John Wiley & Sons Ltd, 1995.—600 p.
20. Spacecraft thermal control design data. — European Space Agency, 1989.—(ESA PSS-03-108, Issue 1).
21. Vojta J., Zhuk S., Baturkin V., et al. Thermocontrol system concept of Magion small subsatellites of Interball Mission // Digest of the 1st International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, November 4—8, 1996. — Berlin, 1996.—P. 380—383.

MODERN TENDENCIES IN THERMOCONTROL OF MICROSATELLITES

V. M. Baturkin

A survey of modern tendencies in the development of systems of thermocontrol of microsattelites is given. The characteristics of the main components of the systems are presented.